

直交格子と音源モデルによる航空機エンジン騒音に関する研究

著者	福島 裕馬
学位授与機関	Tohoku University
学位授与番号	11301甲第16626号
URL	http://hdl.handle.net/10097/63027

氏名	ふくしま ゆうま 福島 裕馬
研究科, 専攻の名称	東北大学大学院工学研究科 (博士課程) 航空宇宙工学専攻
学位論文題目	Study of Aircraft Engine Noise Using Cartesian Mesh and Noise Source Models(直交格子と音源モデルによる航空機エンジン騒音に関する研究)
論文審査委員	主査 東北大学教授 大林 茂 東北大学教授 澤田 恵介 東北大学教授 福西 祐 東北大学教授 山本 悟 理事 中橋和博 准教授 佐々木 大輔 (宇宙航空研究開発機構) (金沢工業大学)

論文内容要約

過去 40 年に渡る技術的進歩により, 航空機から発生する騒音は 10dB 以上低減されている。しかし, 空港付近で定められている騒音規制値は現在に渡って厳しいものとなっており, 環境意識の高まりから, この傾向は今後も続く予想される。更なる低騒音化を実現するために, 世界の研究機関において, 航空機から発生する騒音の正確な予測に関する研究が進められている。数値解析による騒音推定に関しては, 近年の計算機性能の向上から, 騒音の発生, 反射, 伝播などを直接解析する数値空力音響解析の分野が発展を続けている。騒音推定手法のひとつである線形オイラー方程式による解析は, 従来用いられている簡略化された予測手法と比較して, 流れ場の影響や, 回折, 反射を考慮した騒音伝播予測を行うことができるため, 近年注目されている。また, 計算格子に関しては, 高次精度解析を容易に行える点や複雑形状を容易に扱える点から直交格子が注目されてきており, ブロック構造型直交格子法の一つである直交格子積み上げ法が提案されている。

本研究では, 線形オイラー方程式を支配方程式とする騒音伝播予測コードを直交格子積み上げ法のフレームワーク上に構築し, それを元として高精度で実用的な騒音予測手法を提案することを目的としている。本論文は, これらの研究成果をまとめたものであり, 全編 6 章からなる。

第 1 章は序論であり, 本研究の背景, 目的および構成を述べている。過去の研究によって得られた知見や参考文献を挙げ, 現在までに解決されていない重要な課題を抽出し, それらを解決する方法として本研究で扱う手法を提案するものとしている。

第 2 章では, 本研究において基礎となる線形オイラー方程式ソルバーの詳細な説明と, その精度検証, 複雑形状による解析について述べている。用いる格子は, 図 1 に示すブロック構造型直交格子であり, 各ブロックが隣り合うブロックと重なり合う計算 cell を 3 層持っており, この計算 cell に, 隣り合うブロックから情報交換を行うことにより計算を進める。構築したソルバーは, 騒音伝播を正確に解析できる線形オイラー方程式を支配方程式としており, 空間微分には 4 次精度の計算スキームである Dispersion Relation Preserving (DRP) スキーム, 時間積分として 4 次精度の Runge-Kutta 法を使用している高次精度のソルバーである。ブロック境界では 2, 3 次精度の Lagrange 補間を用いており, 遠方境界では外部に向かう騒音を減衰させるために buffer zone 境界条件を設定している。このソルバーは, ブロック境界の影響により全体としての精度は 2 次精度となっている。ただし, これは数値的な精度上のみのものであり, 騒音を解析する必要最小限の計算格子によりナセルからの騒音の遠方への伝播を精度良く推定することができることを確認した。また, 数値解析を行う際に誤差の要因となる項目に

ついてパラメータスタディを行うことでそれぞれの項目の影響の大きさを調査した。最後に、翼・胴体・パイロン・ナセルを合わせた航空機形態周りの騒音伝播解析を行い、構築したソルバーの複雑形状に対する実用性を示した。これらは構築したソルバーにより騒音推定を行う際に必要となる重要な知見である。

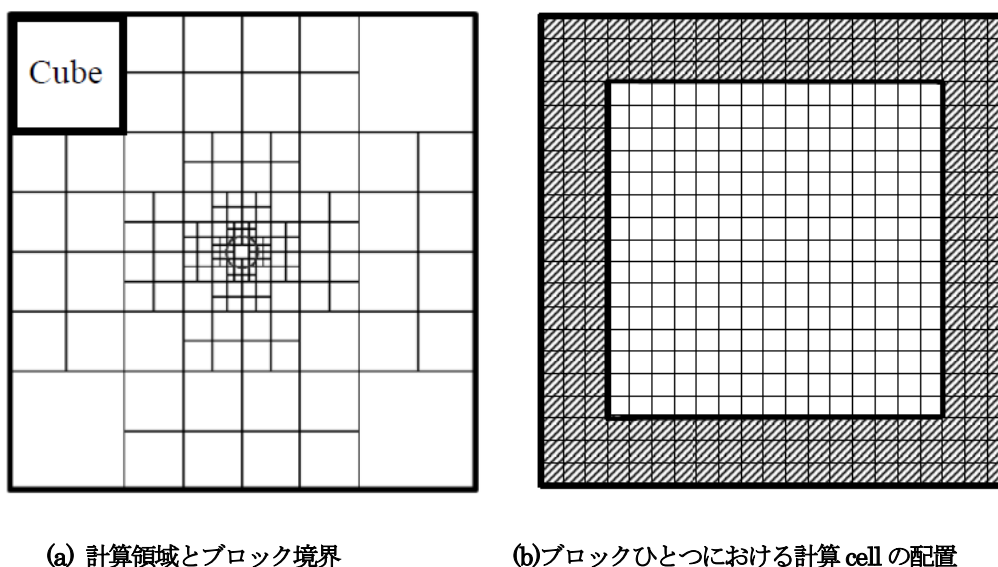


図1 2次元における Building-Cube Method (BCM)の計算格子

第3章では、騒音解析に適した壁面の取り扱いである埋めこみ境界法の構築について述べている。埋めこみ境界法自体は、直交格子における解析の精度を向上させるために用いられてきた手法であるが、騒音の解析は、定常流れ場の解析と比較して物理変動が大きいので、従来用いられてきた埋めこみ境界法を用いたとしても解析精度の向上は見込めない。これに対して本研究では、騒音解析の分野で解析の対象となる騒音は様々な周波数を持つ三角関数の波として近似できることに着目した。つまり、従来用いている埋めこみ境界法に、騒音解析の分野において高精度に補間できる三角関数を基底とする補間スキームを導入することにより、騒音解析に適した埋めこみ境界法を構築した。構築した手法を、曲率の大きいナセル形状からの騒音伝播に適用した結果、従来手法と比較して、比較的粗い格子を用いても注目している騒音のピーク値や伝播角度を正確に推定できていることが分かった(図2)。また、複数のエンジン状態における騒音伝播を行い、騒音の伝播する角度がナセルの曲率や騒音の周波数のみならず、流入流れ場の影響も受けて変化することを明らかにした。この知見は、直交格子による騒音解析において問題となっていた壁面からの誤差を大幅に抑える方向性と方法を示した重要な知見である。また、従来あまりわかっていなかった航空機エンジンナセルから発生するファンノイズの指向性について高精度解析を行った重要な結果である。

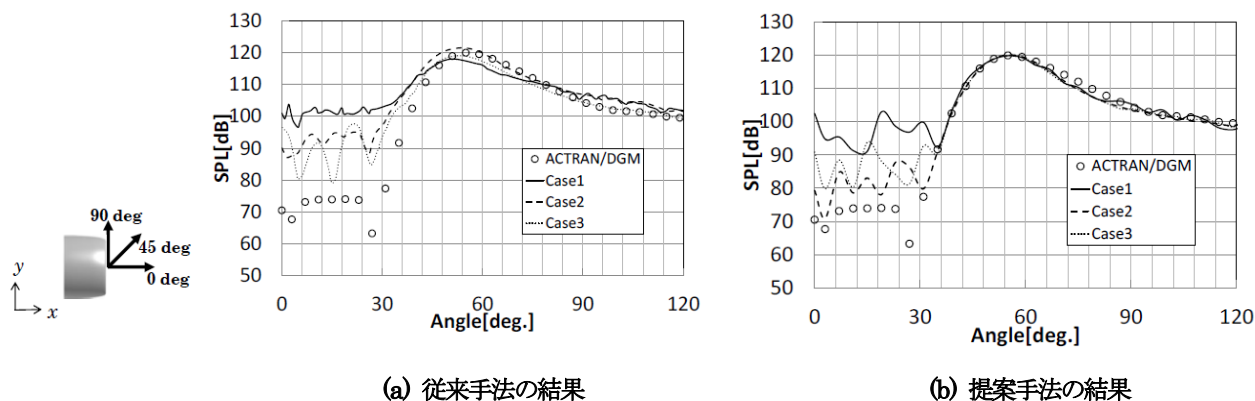


図2 Sound Pressure Level (SPL) 分布 (Case1,2,3 と細かい格子で解析している)

第4章では、ジェットエンジンから発生するジェット騒音を効率的に推定する手法について述べている。ジェット騒音もファン騒音と同様に航空機から発生する主要な騒音源のひとつとなっている。ジェット騒音の発生メカニズムの解明には Large Eddy Simulation (LES)による高忠実度の解析が適している。一方で、騒音低減手法の提案のためには、多数のモデルに対して騒音推定を行う必要があり、これに LES を用いるのは、その多大な計算コストのために適切ではない。これを解決するために、より低コストで騒音推定を行う手法がいくつか提案されている。これらの手法では、まずジェット流れ場を乱流モデルを用いて解析し、定常流れ場を得る。その定常流れ場から騒音源の分布や音源強度を決定し、その伝播を解析する。本研究ではこの手法に、直交格子積み上げ法と合成渦法を導入することにより、高計算効率でかつ推定精度の高いジェット騒音推定手法を構築した。壁面乱流の再構築の解析を行った結果、提案手法は従来手法よりも正確に直接数値解析の結果を再現できており、計算時間も最も小さいことが分かった。更に、実際にマッハ数 0.72 で噴出する円形ジェットから発生する騒音の推定を行った結果 (図3)、実験値が得られている4つの測定位置において、実験値を正確に推定できていることが確認できた。これは、ジェット騒音推定手法の更なる高速化を提案し、その推定精度を示した重要な知見である。

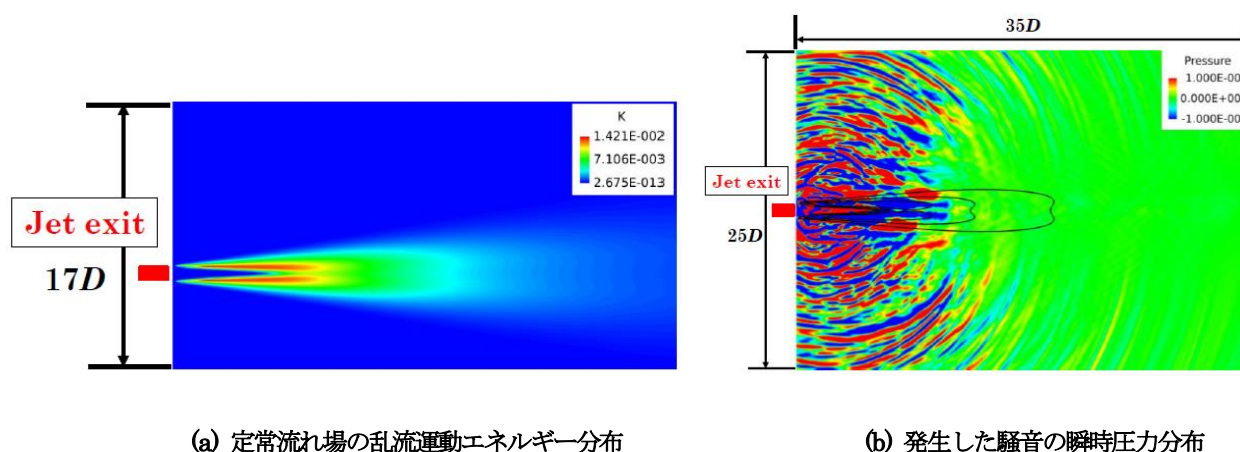
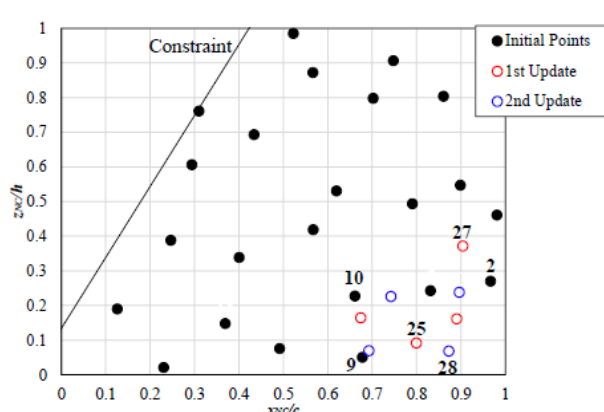
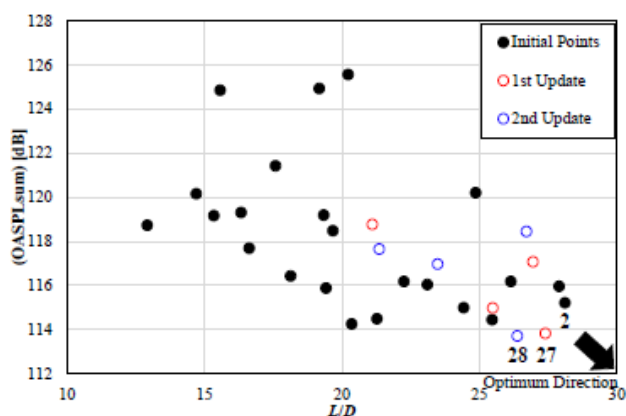


図3 提案手法による解析結果

第5章は線形オイラー方程式ソルバーによる、Over-the-Wing Nacelle(OWN)形態の設計探索について述べている。OWN形態はエンジンナセルを主翼上面に取り付けた航空機形態であり、エンジンから発生する騒音を遮蔽することにより大幅に低減することが期待されている。OWN形態の実験的研究は先行研究として行われているが、実験設備の制約により簡略化されたモデルによる実験となっている。数値解析による研究は、計算コストの点から簡略化された手法による推定が主であった。本研究ではまず、簡略化されたモデルと流れ場のない状態を数値解析により再現し、無響室で行われた実験値と比較した。その結果、計算格子による解析精度の低下は見られたが、実験値との定性的な一致を確認し、本計算手法の有用性を示すことができた。次に、着陸条件を模擬した流れ場を取り入れ、より現実的な航空機モデルを用いることにより、先行研究である実験とは異なる位置に最適なナセル位置を得た(図4)。この結果は、OWN形態の設計において低騒音となる形態の方向性を示した重要な知見である。



(a) 設計変数分布



(b) 目的関数分布

図4 設計探索結果

第6章は結論である。2章から5章までに得られた知見をまとめ、本研究の有用性を述べている。